

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;
05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности

УДК 629.7.05.07

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-4-50-60

**ОПТИМИЗАЦИЯ БАЛАНСИРОВОЧНОГО УГЛА ПОВОРОТА
ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ ЭЛЕКТРОКОНВЕРТОПЛАНА****В.И. БУСУРИН¹, П.В. МУЛИН¹**

*¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия*

В работе исследовалась возможность улучшения энергоэкономических характеристик электроконвертоплана с подъемно-двигательной винтомоторной группой для установившегося самолетного режима полета путем уменьшения расхода энергии винтомоторной группы в единицу времени или на единицу пройденного электроконвертопланом пути. Это достигается за счет выбора оптимальных углов поворота вектора суммарной тяги электроконвертоплана. В предлагаемом подходе балансировочный угол поворота винтомоторной группы является переменным в зависимости от аэродинамических характеристик электроконвертоплана, его винтомоторной группы. Поскольку винтомоторная группа оснащена приводами для ее поворота, то такой подход легко реализуется штатными средствами электроконвертоплана. Поворот вектора суммарной тяги, с одной стороны, приводит к увеличению эффективного значения аэродинамического коэффициента подъемной силой, а с другой стороны, сопровождается уменьшением проекции вектора суммарной тяги на вектор скорости полета, изменением лобового сопротивления, мощности, необходимой для создания тяги винтомоторной группы. Это обстоятельство и обуславливает необходимость решения задачи оптимизации с целью увеличения продолжительности или дальности полета на крейсерском режиме полета электроконвертоплана. В работе приводится методика расчета оптимальных углов поворота вектора суммарной тяги на основании уравнений установившегося движения электроконвертоплана на режиме крейсерского полета; выражения для суммарной мощности, необходимой для вращения винтов винтомоторной группы. Получены аналитические зависимости для оптимальных углов поворота вектора суммарной тяги в зависимости от соотношения площади крыла к суммарной ометаемой площади винтов винтомоторной группы и аэродинамического качества электроконвертоплана.

Ключевые слова: электроконвертоплан, винтомоторная группа, угол поворота, оптимизация.

ВВЕДЕНИЕ

В работе рассматривается электроконвертоплан с подъемно-двигательной винтомоторной группой (ВМГ). Особенностью электроконвертоплана является возможность совмещать вертолетный и самолетный режимы полета. Традиционно на конвертопланах при переходе от вертолетного к самолетному режиму полета вектор суммарной тяги поворачивается на 90 град и остается таким на всех самолетных режимах полета [1–9]. Благодаря большим значениям аэродинамического качества и скорости полета, самолетный режим является наиболее длительным. Он используется на режимах набора высоты, крейсерского полета и при снижении [1–9]. Однако современные источники электрической энергии, применяемые на ЛА, имеют низкую удельную энергию по сравнению с традиционным топливом. Поэтому особенно важно сократить расход энергии и тем самым увеличить дальность, продолжительность полета электрокон-

вертоплана в самолетном режиме. Этого можно достичь путем увеличения его аэродинамического качества, вместе с тем аэродинамическое качество конвертопланов существенно уступает традиционным ЛА самолетной аэродинамической схемы.

В настоящей работе исследовалась возможность улучшения энергоэкономических характеристик беспилотного электроконвертоплана в установившихся самолетных режимах полета путем уменьшения расхода энергии винтомоторной группы в единицу времени или на единицу пройденного пути. Это достигается за счет выбора оптимальных углов поворота вектора суммарной тяги электроконвертоплана. В предлагаемом подходе угол поворота вектора суммарной тяги является переменным в зависимости от аэродинамических характеристик электроконвертоплана. Поскольку винтомоторная группа оснащена приводами для ее поворота, то такой подход легко реализуется штатными средствами.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматривается установившийся режим полета электроконвертоплана в самолетной конфигурации. В установившемся режиме полета сумма моментов и сил, действующих на ЛА, равна нулю. Для выбора оптимальных углов отклонения вектора суммарной тяги ЛА, соответствующих установившемуся полету, необходимо воспользоваться уравнениями его движения. Схема сил, действующих на ЛА в самолетном режиме, приведена на рис. 1.

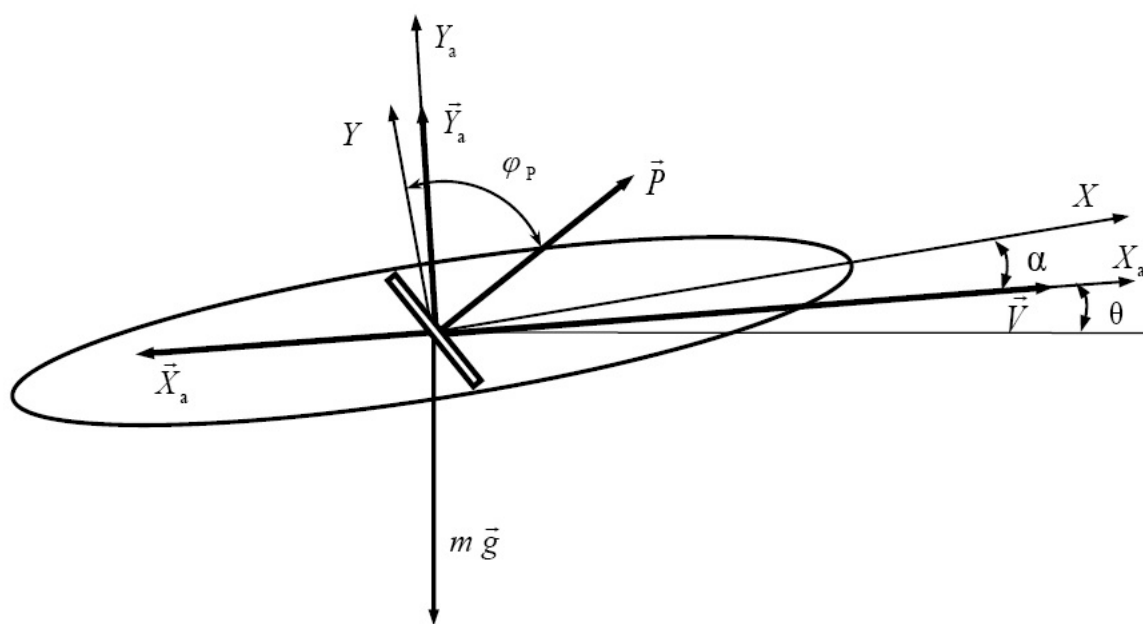


Рис. 1. Силы, действующие на ЛА в самолетном режиме
Fig. 1. Forces acting on the aerial vehicle in airplane mode

Векторы \vec{P} , $m\vec{g}$, \vec{Y}_a и \vec{X}_a определяют суммарную силу тяги двигателей ВМГ, силу тяжести, аэродинамическую подъемную силу и силу лобового сопротивления. Направление вектора тяги \vec{P} зависит от углов установки ВМГ φ_p . На рис. 1 α , φ_p и θ – значения угла атаки, поворота осей вращения двигателей ВМГ и наклона траектории соответственно; OX, OY – оси связанной системы координат. На этом же рисунке для упрощения точки приложения векторов тяги, подъемной силы и силы лобового сопротивления совмещены с центром тяжести.

Уравнения установившегося движения ЛА, с учетом допущения, что углы отклонения осей вращения ВМГ изменяются синхронно и имеют одинаковое значение φ_p , можно записать в виде

$$P \sin(\varphi_p - \alpha) - X_a - mg \sin \theta = 0 ; \quad (1)$$

$$P \cos(\varphi_p - \alpha) + Y_a - mg \cos \theta = 0 . \quad (2)$$

Из уравнений (1), (2), с учетом выражения для аэродинамического качества ЛА $K = \frac{Y_a}{X_a}$, можно выразить силы потребной тяги и лобового сопротивления:

$$P = (Kmg \sin \theta + mg \cos \theta) / (\cos(\varphi_p - \alpha) + K \cdot \sin(\varphi_p - \alpha)); \quad (3)$$

$$X_a = \frac{\sin(\varphi_p - \alpha) \cdot mg \cdot \cos \theta - mg \cdot \sin \theta \cdot \cos(\varphi_p - \alpha)}{\cos(\varphi_p - \alpha) + K \cdot \sin(\varphi_p - \alpha)} . \quad (4)$$

Выражение для скорости полета имеет вид [10]

$$V = \sqrt{\frac{2 X_a}{c_x \rho S}} , \quad (5)$$

где ρ – плотность воздуха; c_x – аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления ЛА; S – площадь крыла ЛА.

Для электроконвертоплана с отклоняемой ВМГ суммарная потребная мощность N_Σ всех двигателей для установившегося прямолинейного полета складывается из мощности N_V , расходуемой на перемещение электроконвертоплана со скоростью, определяемой из выражения (5), индуктивной мощности N_i , расходуемой на отбрасывание воздуха, и мощности профильного сопротивления N_p , затрачиваемой для рассекаания воздуха и для преодоления трения лопастей ВМГ о воздух при их вращении [11]. Таким образом, потребная мощность N_n всех двигателей для установившегося прямолинейного полета

$$N_\Sigma = N_V + N_i + N_p . \quad (6)$$

Мощность, расходуемая на перемещение ЛА, определяется выражением

$$N_V = P_1 \times n \times V \sin(\varphi_p - \alpha) , \quad (7)$$

где P_1 – тяга одного двигателя ВМГ; n – число двигателей ВМГ.

Индуктивная мощность, т. е. мощность, непосредственно необходимая для создания тяги n двигателей ВМГ, определяется выражением

$$N_i = n \times P_1 u_i , \quad (8)$$

где u_i – индуктивная скорость.

Индуктивная скорость, в соответствии с импульсной теорией, определяется из выражения [11]

$$u_i = \frac{1}{\sqrt{(V \cos(\varphi_p - \alpha))^2 + (V \sin(\varphi_p - \alpha) + u_i)^2}} \times \frac{P_1}{2\rho\pi R^2}, \quad (9)$$

где R – радиус каждого винта ВМГ; πR^2 – ометаемая площадь винта одного двигателя ВМГ. В установившемся самолётном режиме полета рассматриваемого ЛА выполняется соотношение (см. рис. 2)

$$V \sin(\varphi_p - \alpha) + u_i \gg V \cos(\varphi_p - \alpha). \quad (10)$$

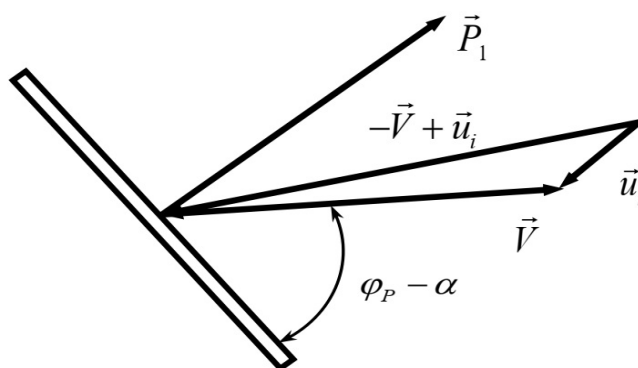


Рис. 2. Поток воздуха сквозь диск винта ВМГ
Fig. 2. Airflow through the propeller group disk area

С учетом (10) из выражения (9) находим

$$u_i \approx -\frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2} + \sqrt{\left(\frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2}\right)^2 + \frac{P_1}{2\rho\pi R^2}}. \quad (11)$$

Подставляя (11) в (8), получаем выражение для индуктивной мощности n двигателей ВМГ

$$N_i = -P \times \frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2} + P \times \sqrt{\left(\frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2}\right)^2 + \frac{P_1}{2\rho\pi R^2}}. \quad (12)$$

Мощность профильного сопротивления N_p n двигателей ВМГ имеет вид [11]

$$N_p = m_p \times \left(1 + 4.6 \frac{V^2 \cos^2(\varphi_p - \alpha)}{\omega^2 R^2}\right) \times P \times \sqrt{\frac{P_1}{2\rho\pi R^2}}, \quad (13)$$

где ω – угловая скорость вращения лопасти винта ВМГ; m_p – коэффициент профильного сопротивления.

Выражение для N_p (13) представим в виде

$$N_p = \frac{N_{po}}{\sqrt{2\rho\pi R^2 n}}, \quad (14)$$

где

$$N_{po} = m_p \times (1 + 4.6 \frac{V^2 \cos^2(\varphi_p - \alpha)}{\omega^2 R^2}) \times \sqrt{P^3}. \quad (15)$$

Для низкоскоростных электроконвертопланов с малыми диаметрами винтов ВМГ мощность профильного сопротивления слабо зависит от скорости набегающего потока воздуха, т. е. допустимо в первом приближении принимать ее постоянной [3, 11]. Поэтому ниже предполагается, что $N_{po} \approx const$.

Подставляя (7), (12) и (13) в (6), получим выражение для суммарной потребной мощности всех двигателей ВМГ

$$N_\Sigma = P \times \frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2} + P \times \sqrt{\left(\frac{V \sin(\varphi_p - \alpha)}{2}\right)^2 + \frac{P}{2\rho\pi R^2 n}} + \frac{N_{po}}{\sqrt{2\rho\pi R^2 n}}. \quad (16)$$

Суммарная мощность, необходимая для вращения винтов ВМГ:

$$N_{ВМГ} = \frac{N_\Sigma}{\eta_{КПД}}, \quad (17)$$

где $\eta_{КПД}$ – коэффициент полезного действия ВМГ, далее предполагается, что $\eta_{КПД} \approx const$.

Из анализа выражения (16) следует, что отклонение вектора суммарной тяги приводит к изменению потребной мощности ВМГ из-за его влияния на потребную тягу (3); проекцию вектора суммарной тяги на вектор скорости полета; скорость полета (5); мощность, необходимую для создания тяги ВМГ (12). Это обстоятельство и обуславливает необходимость решения задачи оптимизации с целью улучшения энергоэкономических характеристик электроконвертоплана.

За бесконечно малый промежуток dt времени ЛА переместится по горизонтали на величину

$$dL = V \times dt. \quad (18)$$

За время dt будет израсходовано некоторое количество энергии:

$$dE = N_{ВМГ} dt. \quad (19)$$

На основании (19) получим выражение для продолжительности полета

$$T = \int_{E_0}^{E_k} \frac{dE}{N_{ВМГ}}, \quad (20)$$

где E_0 и E_k – энергия батарей соответственно в начале и в конце полета на крейсерском режиме.

Наименьшему расходу энергии в единицу времени будет соответствовать наибольшая продолжительности полета. Этому условию отвечает полет с углом отклонения вектора суммарной тяги электроконвертоплана, который можно определить, найдя частную производную

$\frac{\partial N_{ВМГ}}{\partial \varphi_p}$ и приравняв ее к нулю.

Из (18) и (19) получим

$$dL = \frac{V}{N_{ВМГ}} dE = \frac{dE}{N_{ВМГ}/V}. \quad (21)$$

На основании (21) приходим к следующему выражению для определения дальности полета:

$$L = \int_{E_0}^{E_k} \frac{V}{N_{ВМГ}} dE.$$

Наименьшему расходу энергии на единицу пройденного пути будет соответствовать наибольшая дальность полета. Этому условию отвечает полет с углом отклонения вектора суммарной тяги электроконвертоплана, который можно определить, найдя частную производную

$\frac{\partial (N_{ВМГ} / V)}{\partial \varphi_p}$ и приравняв ее к нулю.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Найдя частную производную $\frac{\partial N_{ВМГ}}{\partial \varphi_p}$ и приравняв ее к нулю, при выполнении условия

(10), и пренебрегая изменением силы лобового сопротивления при повороте ВМГ, на основании (3–5), (14), (16) и (17) получим, что для увеличения продолжительности полета на этапе горизонтального полета в самолетной конфигурации угол φ_p отклонения вектора суммарной тяги должен определяться из уравнения

$$\sqrt{\sin^4(\varphi_p - \alpha) + \mu \sin(\varphi_p - \alpha)} + \sin^2(\varphi_p - \alpha) + \mu \times (\sin(\varphi_p - \alpha) - K \cos(\varphi_p - \alpha)) = 0, \quad (22)$$

где

$$\mu = \frac{c_x S}{n \pi R^2}. \quad (23)$$

На рис. 3 приведено семейство графиков зависимостей $(\varphi_p - \alpha)$, полученных на основании (22) при различных значениях аэродинамического качества K и μ .

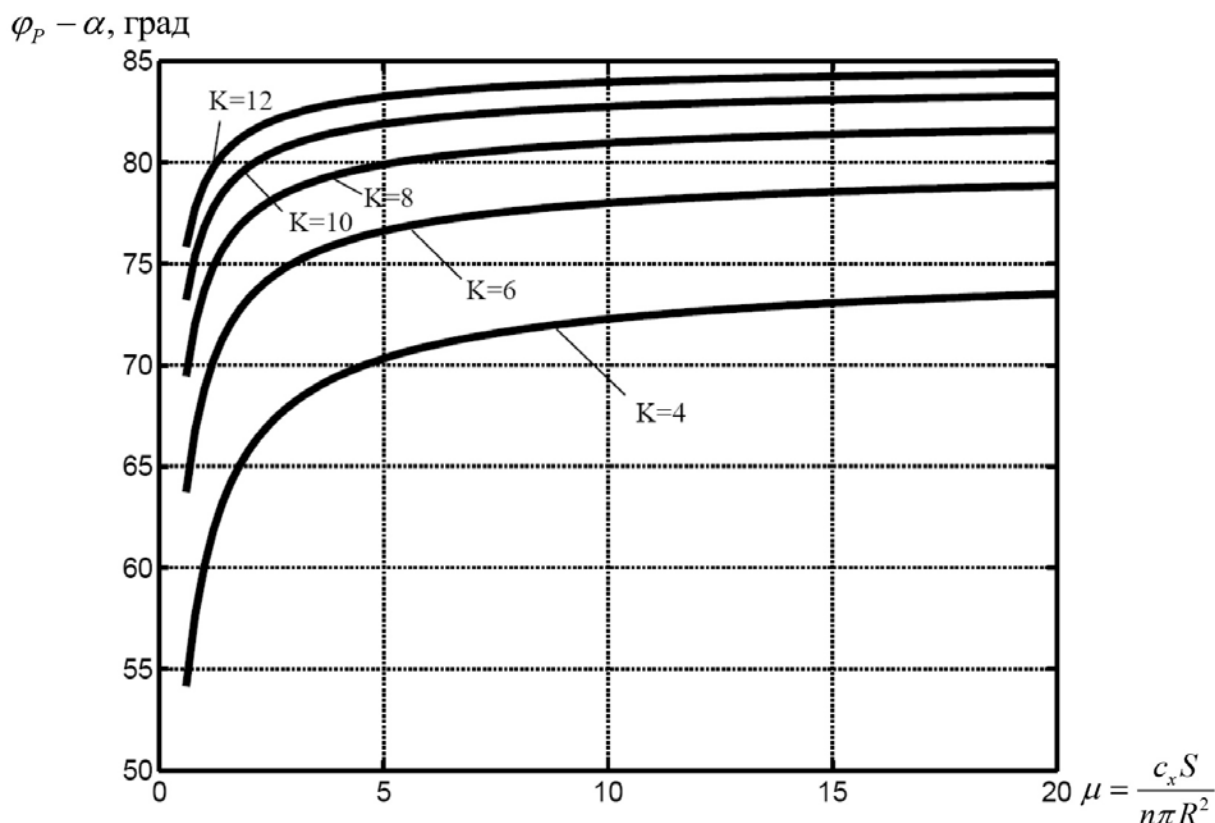


Рис. 3. Семейство графиков зависимостей угла поворота ВМГ для увеличения продолжительности полета на этапе горизонтального полета в самолетной конфигурации
Fig. 3. A family of the dependency plots of the tilting angle of the propeller group to increase the flight endurance at the horizontal flight phase in the aircraft configuration

Поскольку угол поворота вектора суммарной тяги электроконвертоплана на самолетных режимах полета близок к 90 град, то уравнение (22) можно упростить и значение угла ($\varphi_p - \alpha$) в градусах без большой погрешности вычислять по формуле

$$\varphi_p - \alpha \approx 90 - 57.3 \frac{1 + \sqrt{1 + \mu} + \mu}{\mu} \frac{1}{K}.$$

Для $\mu \gg 1$ из уравнения (22) находим

$$\operatorname{tg}(\varphi_p - \alpha) \approx K. \quad (24)$$

Определив частную производную $\frac{\partial P}{\partial \varphi_p}$ для выражения силы потребной тяги (3) и приравняв ее к нулю, получим, что выражение (24) также соответствует углу отклонения вектора суммарной тяги, обеспечивающего минимизацию потребной тяги на этапах набора высоты, горизонтального полета и снижения в самолетной конфигурации, за исключением снижения с углом наклона траектории

$$\operatorname{tg} \theta = -\frac{1}{K}.$$

В этом случае потребная тяга равна нулю.

Таким образом, значения оптимальных углов поворота ВМГ для увеличения продолжительности полета зависят от отношения площади крыла ЛА к суммарной ометаемой площади винтов ВМГ и его аэродинамических характеристик. При значениях $\mu \gg 1$ оптимальные углы поворота ВМГ определяются только значением аэродинамического качества ЛА и соответствуют минимальной потребной тяге в самолетной конфигурации.

Для оптимизации угла поворота вектора суммарной тяги электроконвертоплана с целью увеличения дальности полета необходимо приравнять к нулю частную производную $\frac{\partial(N_{ВМГ}/V)}{\partial\varphi_p}$. При выполнении условия (10) и пренебрегая изменением силы лобового сопротивления при повороте ВМГ, на основании (3–5), (14), (16) и (17) получим, что для увеличения дальности полета на этапе горизонтального полета угол φ_p отклонения вектора суммарной тяги ВМГ должен определяться из уравнения

$$\begin{aligned} & \sqrt{\sin^3(\varphi_p - \alpha) + 0.5(3\sin(\varphi_p - \alpha)(\sin(\varphi_p - \alpha) - K\cos(\varphi_p - \alpha)) - 1)\sqrt{\mu}} = \\ & = \frac{N_{po}}{\sqrt{(mg)^3}} \sqrt{(K\sin(\varphi_p - \alpha) + \cos(\varphi_p - \alpha))^3} \sqrt{\mu}. \end{aligned} \quad (25)$$

Поскольку угол поворота вектора суммарной тяги электроконвертоплана на самолетных режимах полета близок к 90 град, уравнение (25) можно упростить и значение угла $(\varphi_p - \alpha)$ в градусах без большой погрешности определять по формуле

$$\varphi_p - \alpha \approx \frac{30}{\pi} \frac{1}{(K + n_{po}\sqrt{K})} ((4\sqrt{K^3} + 3\pi\sqrt{K}) \times n_{po} + 3\pi K - 4(1 + \frac{1}{\sqrt{\mu}})), \quad (26)$$

где

$$n_{po} = \frac{N_{po}}{\sqrt{(mg)^3}}.$$

Из (26) следует, что угол поворота ВМГ для увеличения дальности полета зависит от аэродинамического качества ЛА и характеристик ВМГ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе приводится методика расчета оптимальных углов отклонения вектора суммарной тяги ВМГ электроконвертоплана с точки зрения увеличения продолжительности и дальности полета на основании уравнений установившегося его движения в самолетной конфигурации с использованием априорной информации о его аэродинамических характеристиках и ВМГ. Получены приближенные аналитические зависимости для оптимальных углов отклонения вектора суммарной тяги ВМГ на этапе горизонтального полета, в зависимости от отношения площади крыла ЛА к суммарной ометаемой площади винтов винтомоторной группы и аэродинамического качества электроконвертоплана.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kim H.D., Perry A.T., Ansell Ph.J.** A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology // 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Cincinnati, Ohio, 9–11 July 2018. Pp. 77–98. DOI: 10.2514/6.2018-4998
2. **Ciopcia M., Szczepanski C.** Quad-Tiltrotor – modelling and control // Journal of Marine Engineering & Technology. 2017. Vol. 16. Pp. 331–336. DOI: 10.1080/20464177.2017.1388068
3. **Cawez A., Collette A., Cotteleer L. и др.** Autonomous electric vertical takeoff and landing aircraft [Электронный ресурс] // AIAA Graduate Team Aircraft Competition 2018-2019. AIAA. 2019. 89 p. URL: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/education-and-careers/university-students/design-competitions/2nd-place-grad-team-aircraft.pdf?sfvrsn=2733cf6b_0 (дата обращения: 21.04.2021).
4. **Vuruskan A.** Dynamic modeling of a fixed-wing VTOL UAV / A. Vuruskan, B. Yuksek, U. Ozdemir, A. Yukselen, G. Inalhan // Proceedings of the 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE. Orlando, Florida, USA, May 2014. Pp. 483–491. DOI: 10.1109/ICUAS.2014.6842289
5. **Zaibin Ch., Hongguang J.** Design of flight control system for a novel tilt-rotor UAV // Journal of Complexity. 2020. Vol. 2020. Pp. 1–14. DOI: 10.1155/2020/4757381
6. **Yukse B.** Transition flight modeling of a fixed-wing VTOL UAV / B. Yuksek, A. Vuruskan, U. Ozdemir, M.A. Yukselen, G. Inalhan // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2016. Vol. 84, no. 1–4. Pp. 83–105. DOI: 10.1007/s10846-015-0325-9
7. **Flores G., Lozano R.** Transition flight control of the quad-tilting rotor convertible MAV // International Conference on Unmanned Aircraft Systems. IEEE, Atlanta, 28–31 May 2013. Pp. 789–794. DOI: 10.1109/icuas.2013.6564761
8. **Finger D.F., Braun C., Bil C.** The impact of electric propulsion on the performance of VTOL UAVs // CEAS Aeronautical Journal. 2019. Vol. 10. Pp. 827–843. DOI: 10.1007/S13272-018-0352-X
9. **Oner K.T.** Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism / K.T. Oner, E. Cetinsoy, M. Unel, M. Aksit, I. Kandemir, K. Gulez // International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering. 2008. Vol. 2, no. 9. Pp. 1008–1013.
10. **Остославский И.В., Стражева И.В.** Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 500 с.
11. **Johnson W.** Helicopter theory. Courier Corporation, 2012. 1120 p.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бусурин Владимир Игоревич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры систем автоматического и интеллектуального управления Московского авиационного института (национального исследовательского университета), busurinvi@mail.ru.

Мулин Павел Викторович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры систем автоматического и интеллектуального управления Московского авиационного института (национального исследовательского университета), pvmpro@mail.ru.

OPTIMIZATION OF THE TRIMMING TILTING ANGLE OF THE ELECTRIC TILTROTOR PROPELLER GROUP

Vladimir I. Busurin¹, Pavel V. Mulin¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

ABSTRACT

The paper examined the possibility of improving the energy efficient performance of an electric tiltrotor with a lift-propulsion propeller group for a steady flight mode by reducing the energy consumption of the propeller group per unit of time or per unit of the path traveled by the electric tiltrotor. This is achieved by selecting the optimal tilting angles of the electric tiltrotor total thrust vector. In the proposed approach, the trimming tilting angle of the propeller group is variable, depending on the aerodynamic characteristics of the electric tiltrotor, its propeller group. Since the propeller group is equipped with the drives for tilting them, this approach is easily implemented by the conventional facilities of the electric tiltrotor. The tilting of the total thrust vector, on the one hand, leads to an increase in the effective value of the aerodynamic lift coefficient and, on the other hand, it is accompanied by a decrease in the projection of the total thrust vector on the flight speed vector, a change in the drag and power required to create the thrust of the propeller group. This circumstance makes it necessary to solve the optimization problem in order to increase the maximum endurance and long-range capabilities in the cruise mode of the electric tiltrotor flight. The paper presents a method for calculating the optimal tilting angles of the total thrust vector based on the equations of steady motion of the electric tiltrotor in the cruise flight mode, the expression for the total power required for the rotation of the propellers of the propeller group. The analytical dependences for the optimal tilting angles of the total thrust vector are obtained depending on the ratio of the wing area to the total propeller-disk area of the propeller group and the aerodynamic quality of the electric tiltrotor.

Key words: electric tiltrotor, propeller group, tilting angle, optimization.

REFERENCES

1. Kim, H.D., Perry, A.T. and Ansell, Ph.J. (2018). *A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology*. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. July 9–11, Cincinnati, Ohio, pp. 77–98. DOI: 10.2514/6.2018-4998
2. Ciopcia, M. and Szczepanski, C. (2017). *Quad-Tiltrotor – modelling and control*. Journal of Marine Engineering & Technology, vol. 16, pp. 331–336. DOI: 10.1080/20464177.2017.1388068
3. Cawez, A., Collette, A., Cotteleer, L. and others. (2019). *Autonomous electric vertical takeoff and landing aircraft*. AIAA Graduate Team Aircraft Competition 2018-2019, AIAA, 89 p. Available at: https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/education-and-careers/university-students/design-competitions/2nd-place-grad-team-aircraft.pdf?sfvrsn=2733cf6b_0 (accessed: 22.04.2021).
4. Vuruskan, A., Yuksek, B., Ozdemir, U., Yukselen, A. and Inalhan, G. (2014). *Dynamic modeling of a fixed-wing VTOL UAV*. Proceedings of the 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), IEEE, Orlando, Florida, USA, pp. 483–491. DOI: 10.1109/ICUAS.2014.6842289
5. Zaibin, Ch. and Hongguang, J. (2020). *Design of flight control system for a novel tilt-rotor UAV*. Journal of Complexity, vol. 2020, pp. 1–14. DOI: 10.1155/2020/4757381
6. Yuksek, B., Vuruskan, A., Ozdemir, U., Yukselen, M.A. and Inalhan, G. (2016). *Transition flight modeling of a fixed-wing VTOL UAV*. Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 84, no. 1–4, pp. 83–105. DOI: 10.1007/s10846-015-0325-9
7. Flores, G. and Lozano, R. (2013). *Transition flight control of the quad-tilting rotor convertible MAV*. International Conference on Unmanned Aircraft Systems, IEEE, Atlanta, pp. 789–794. DOI: 10.1109/icuas.2013.6564761

8. Finger, D.F., Braun, C. and Bil, C. (2019). *The Impact of electric propulsion on the performance of VTOL UAVs*. CEAS Aeronautical Journal, vol. 10, pp. 827–843. DOI: 10.1007/S13272-018-0352-X
9. Oner, K.T., Cetinsoy, E., Unel, M., Aksit, M., Kandemir, I. and Gulez, K. (2008). *Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism*. International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering, vol. 2, no. 9, pp. 1008–1013.
10. Ostoslavskij, I.V. and Strazheva, I.V. (1969). *Dinamika poleta. Traektorii letatelnykh apparatov* [Flight dynamics. Aircraft flight paths]. Moscow: Mashinostroyeniye, 500 p. (in Russian)
11. Johnson, W. (2012). *Helicopter theory*. Courier Corporation, 1120 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir I. Busurin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department of "Automatic and Intelligent Control Systems" of the Moscow Aviation Institute (National Research University), busurinvi@mail.ru.

Pavel V. Mulin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of "Automatic and Intelligent Control Systems" of the Moscow Aviation Institute (National Research University), pvmpro@mail.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

15.05.2021
22.07.2021

Received
Accepted for publication

15.05.2021
22.07.2021